

BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

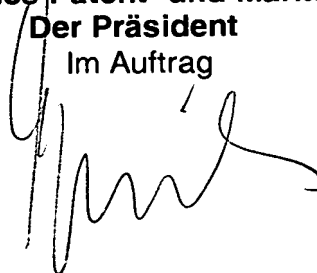


Prioritätsbescheinigung über die Einreichung einer Patentanmeldung

Aktenzeichen: 102 30 231.6
Anmeldetag: 04. Juli 2002
Anmelder/Inhaber: SGL CARBON AG, Wiesbaden/DE
Bezeichnung: Mehrschichtiger Verbundwerkstoff
IPC: F 02 K, B 32 B

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 10. April 2003
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident
Im Auftrag



Am...

Mehrschichtiger Verbundwerkstoff

Die vorliegende Erfindung betrifft einen mehrschichtigen Verbundwerkstoff
5 insbesondere für Brennkammern für Raketentriebwerke und Düsen sowie den
Düseneinlauf von Flugkörpern, insbesondere Raketendüsen.

Für Schubdüsen und Ringe für Raketentriebwerke in sogenannten "Boostern" für Raum-
flugzeuge oder für bodennahe Raketen sind Materialien erforderlich, die sehr hohen
10 Temperaturen widerstehen können. Diese Temperaturen können bei den für Booster
üblichen Festtreibstoffen teilweise über 3500 °C betragen. Die Temperaturbelastung des
Strukturmaterials eines Ring sowie Düse darf nur so hoch sein, daß das Material
zumindest die Brenndauer unbeschadet überdauern kann. Die bisher häufig verwendeten
hochtemperaturfesten metallischen Legierungen, insbesondere in Verbindung mit
15 Isolier- und Kühleinrichtungen, werden zunehmend durch keramische Werkstoffe
ersetzt. So ist aus DE-A 197 30 674 eine Brennkammer insbesondere für
Raketentriebwerke bekannt, deren Innenmantel aus Faserkeramikmaterial oder Graphit
und deren Außenmantel ebenfalls aus Faserkeramikmaterial gebildet ist. Bevorzugt
besteht das Faserkeramikmaterial aus kohlenstofffaserverstärktem Kohlenstoff (C/C)
20 und/oder kohlenstofffaserverstärktem Siliciumcarbid (C/SiC). Zwischen Innen- und
Außenmantel verlaufen Kühlmittelkanäle. Aus der EP-B 0 918 976 ist ein Verfahren zur
Herstellung von Flugkörperkomponenten bekannt, das auch die Herstellung von
Brennkammern und Schubdüsen für Flugkörper umfaßt. Hierbei werden einzelne
Rohlinge aus faserverstärkter Keramik aus den Werkstoffen C/SiC, C/C und/oder
25 siliciumcarbidfaserverstärktem Siliciumcarbid (SiC/SiC) gefertigt und durch eine
gemeinsame Infiltration mit Si, SiC und/oder Kohlenstoff zur fertigen Flugkörper-
komponente zusammengefügt. Bevorzugt wird eine Tragstruktur mit hoher Dichte und
eine wärmeisolierende Auskleidung mit hoher Porosität und geringer Dichte eingesetzt.
Brennkammern, deren Strukturmaterial vollständig aus C/SiC gebildet ist, sind aus DE-
30 A 198 04 232 bekannt. Die darin beschriebenen Brennkammern für
Hochleistungstriebwerke bestehen aus einem Außenmantel und einem mit den heißen

Gasen in Verbindung stehenden inneren Grundkörper, der mit einer Vielzahl von Kühlkanälen versehen ist. Der Außenmantel besteht aus mit Langfasern verstärktem C/SiC und der Grundkörper aus mit Kurzfasern verstärktem C/SiC. In diesem Stand der Technik wird die Temperatureinwirkung auf die strukturtragende Komponente der Brennkammer teils durch Kühlkanäle und teils durch eine wärmeisolierende Auskleidung vermindert. Beide Bauweisen erfordern zusätzlichen Bauraum und bringen zusätzliches Gewicht in die Gesamtkonstruktion ein. Sowohl Raumangebot als auch zulässiges Gewicht sind gerade für kleine Flugkörper sehr eingeschränkt. Für Flugraketen werden häufig Staustrahltriebwerke eingesetzt, die mit zusätzlichem festen Treibstoff für die Zündphase ausgestattet sind. Dieser feste Treibstoff verbrennt schlagartig, um den Raketen einen hohen Anfangsschub zu verleihen. Diese Phase der hohen Anfangsbeschleunigung wird auch als Boost-Phase bezeichnet.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, einen geeigneten Werkstoff zur Verfügung zu stellen, der es erlaubt, Ring, Düsen und Brennkammern in kompakter Bauweise zu schaffen, der eine hohe Anfangsfestigkeit während der "Boost-Phase" und eine hohe Langzeittemperaturstabilität sowie Abrasionsbeständigkeit aufweist, sowie ein kostengünstiges Herstellungsverfahren hierfür bereitzustellen.

Diese Aufgabe wird gelöst durch einen mehrschichtigen Verbundwerkstoff für Brennkammern oder Düsen von Flugkörpern, umfassend eine den Verbrennungsgasen zugewandte Innenschicht und eine Außenschicht, wobei die Innenschicht eine faserverstärkte Keramik ist, deren Matrix Phasen aus Kohlenstoff und/oder Phasen aus Siliciumcarbid enthält, und wobei die Außenschicht ein mit Kohlenstofffasern verstärkter Kunststoff ist.

Die Erfindung betrifft ebenfalls eine Ring-, Düsen- oder Brennkammer-Konstruktion, welche aus einer den Verbrennungsgasen zugewandten Innenschicht aus faserverstärkter Keramik, bevorzugt in Gradientenform, und eine Außenschicht aufweist, wobei diese Außenschicht aus faserverstärktem Kunststoff aufgebaut ist, sowie ein Verfahren, das die Flüssigsilicierung eines porösen kohlenstoffhaltigen Vorkörpers (C/C-Grundkörper)

in Form der Innenschicht und das Umkleiden des silicierten Vorkörpers mit faserverstärktem Kunststoff (CFK) umfaßt.

Die faserverstärkte Keramik, die bevorzugt in Gradientenform vorliegt, besteht aus
5 C/SiC (mit Kohlenstofffasern verstärktes Siliciumcarbid, das auch weitere Phasen aus Si
und/oder Kohlenstoff aufweisen kann) und C/C (kohlenstofffaserverstärkter
Kohlenstoff), wobei beide Werkstoffe graduell ineinander übergehen. Insbesondere bei
den für kleine Flugraketen typischen Raketenmotoren mit integriertem Booster treten
bei der Zünd- und Boost-Phase sehr hohe strukturelle Beanspruchungen des
10 Düsenmantels auf, die nach dieser Phase (die allgemein als Marsch-Phase bezeichnet
wird) nicht mehr erreicht werden. Die Düse und der Ring müssen somit zunächst eine
sehr hohe Festigkeit und danach eine hohe Temperaturfestigkeit sowie
Abrasionsbeständigkeit aufweisen. Bekanntermaßen weisen mit Langfasern verstärkte
Verbundwerkstoffe bei geeigneter Faserausrichtung höhere Zugfestigkeit in der
15 Faserrichtung als vergleichbare kurzfaserverstärkte Verbundwerkstoffe auf. Dieses
Prinzip der Langfaserverstärkung findet zum Beispiel auch in der DE-A 198 04 232
Anwendung.

Im Gegensatz zum Stand der Technik ist das die Festigkeit der Brennkammer, der Düse
20 oder des Ringes bewirkenden Material erfindungsgemäß nicht ein keramischer
Werkstoff mit hoher Temperaturbeständigkeit, sondern ein mit Kohlenstofffasern
verstärktes Polymer oder Kunststoff (CFK). Der CFK hat den entscheidenden Vorteil,
daß er wesentlich höhere Zugfestigkeit besitzt als mit Kohlenstofffasern verstärkte
Keramiken. Dies trifft sowohl auf C/C- als auch auf C/SiC-Keramiken zu. Weitere
25 Vorteile sind die schnellere und kostengünstigere Herstellbarkeit, insbesondere im
Vergleich zu C/SiC, sowie die geringere Dichte von CFK gegenüber den
faserverstärkten Keramiken. Nach der Zündung des Triebwerks kann das Polymer
jedoch den hohen Verbrennungstemperaturen nur kurz widerstehen und wird
carbonisiert oder verbrennt, so daß die Außenschicht nach kurzer Zeit ihre Festigkeit
30 einbüßt.

Es wurde überraschend gefunden, daß die thermische Zerstörung der CFK-Außenschicht langsam genug voranschreitet, um die benötigte Stützfunktion während der Belastung durch die Boost-Phase zu gewährleisten. Nach dem Übergang von der Boost-Phase zur Phase des konventionellen Raketenantriebs, insbesondere durch Flüssigtreibstoffe, wird
5 die zusätzliche Stützfunktion nicht mehr benötigt, so daß die Zersetzung und der Abbrand des CFK hingenommen werden können. Des weiteren ist die konstruktive Auslegung der Bauteile so gestaltet, daß die Zersetzung der CFK-Außenschicht bei der Verbindung zwischen der Brennkammer und der tragenden Außenstruktur des Flugkörpers keine Nachteile verursacht. Typischerweise ist die Außenschicht des
10 Brennkammer-Verbundwerkstoffs geometrisch und chemisch so aufgebaut, daß sie innerhalb der Boost-Phase, oder zumindest innerhalb einer Zeitspanne von 2 Sekunden nach der Zündung des Triebwerks nicht mehr als 50 % ihrer Festigkeit einbüßt.

Die Festigkeit der Außenschicht wird durch die geometrische Ausrichtung der
15 Verstärkungsfasern wesentlich beeinflußt. Typischerweise sind die Fasern senkrecht zur Längsachse der Brennkammer, der Düse oder des Rings ausgerichtet, bevorzugt in Umfangsrichtung der Düse auf dem Düsenaußenmantel bzw. dem Ringmantel aufgewickelt. Die Faserstränge oder Bündel liegen dabei bevorzugt nahezu parallel zueinander oder über Kreuz, wobei der Kreuzungswinkel zueinander 45° nicht
20 überschreitet. Der Volumenanteil von Fasern in der Außenschicht liegt erfindungsgemäß bei mindestens 30 %, bevorzugt bei mindestens 45 %. Als Fasern sind hochfeste Kohlenstofffasern oder Graphitfasern, insbesondere in Form von Faserbündeln oder Rovings, bevorzugt.

25 Als Kunststoffmatrix werden thermisch härtbare Duroplaste, insbesondere Phenol- oder Epoxidharze, besonders bevorzugt carbonisierbare Kunststoffe eingesetzt. Das hat den Vorteil, daß durch die thermische Zersetzung der CFK-Außenschicht aus den carbonisierbaren Kunststoffen zumindest teilweise stabiles CFC gebildet wird. Neben den für die Herstellung von CFK gängigen Polymeren können auch siliciumorganische
30 Polymere eingesetzt werden. Bevorzugt sind dies Polymere, die bei der durch die Brenntemperaturen hervorgerufene Pyrolyse Silicium- oder Siliciumcarbidkeramiken

bilden, besonders bevorzugt sind Silane, Carbosilane, Silazane oder Silikone. Durch die Keramisierung des CFK wird die Temperaturstabilität beziehungsweise die Lebensdauer der Außenschicht deutlich erhöht.

- 5 Die Außenschicht für eine Düse ist etwa gleich dick wie die Innenschicht aus faserverstärkter Keramik, kann jedoch je nach den Anforderungen dicker oder dünner als die Innenschicht aus faserverstärkter Keramik hergestellt werden. Erfindungsgemäß liegt die Dicke der Außenschicht für eine Düse zwischen 80 und 20 % der gesamten Dicke der Düsenwand, bevorzugt zwischen 70 und 30 %, besonders bevorzugt zwischen
10 60 und 40 %. Für einen Ring liegt erfindungsgemäß die Dicke der Außenschicht zwischen 10 und 30 % der gesamten Dicke des Rings. Bedingt durch die hohe Anfangsfestigkeit der Düse, der Brennkammer oder des Rings, die in erfindungsgemäßer Weise durch die CFK-Außenschicht bewirkt wird, kann die Wandstärke bei Düse und Ring vergleichsweise niedrig ausfallen. Ebenso kann auf eine
15 Isolationsschicht oder Kühlvorrichtungen der CFK-Außenschicht verzichtet werden. Beides bewirkt in vorteilhafter Weise eine Verringerung des Bauteilgewichtes sowie der Bauteilwandstärke, und vermindert somit den benötigten Einbauraum, gleichzeitig wird mehr Raum zum Einbau von Isolationsmaterial zur Verfügung gestellt. Hierdurch kann die gegebenenfalls vorhandene Außenstruktur des Flugkörpers, die funktionsbedingt
20 eine bestimmte Temperatur nicht überschreiten darf, entsprechend geschützt werden.

(Typische Wandstärken der erfindungsgemäß ausgeführten Düsen oder Ringe, umfassend die Innen- und die Außenschicht, liegen bei maximal 30 mm, bevorzugt höchstens 15 mm und besonders bevorzugt im Bereich von 3 bis 12 mm.

- 25 Die Innenschicht der Brennkammer, der Düse oder des Rings wird durch eine hochtemperaturfeste faserverstärkte Keramik gebildet. Erfindungsgemäß wird bevorzugt ein C/SiC- oder ein aus C/C- und C/SiC-Bereichen aufgebauter Verbundwerkstoff eingesetzt.
- 30 Unter einem C/C-Werkstoff sind alle mit Kohlenstoffasern verstärkten Kohlenstoff-Verbundwerkstoffe zu verstehen, die gegebenenfalls neben Kohlenstoff auch als

Zuschlagstoffe Verbindungen weiterer Elemente enthalten können. Bevorzugt enthält die Matrix der Innenschicht Phasen aus Siliciumcarbid sowie Phasen aus Kohlenstoff und/oder Phasen aus Silicium. Es ist weiter bevorzugt, daß die Matrix der Innenschicht einen von innen nach außen abnehmenden Gehalt an Siliciumcarbid und/oder Silicium aufweist. Auf diese Weise geht in der Innenschicht der C/SiC-Werkstoff graduell in den C/C-Werkstoff über (im folgenden auch Gradienten-C/SiC genannt). Der Gradientenaufbau wird dadurch unterstützt, daß das Silicium im Unterschuß bezüglich der Umsetzung des freien Kohlenstoffs zu Siliciumcarbid zugegeben wird. Zumindest auf der Innenseite der Innenschicht, also der den Brenngasen zugewandten Seite, liegt ein C/SiC-Werkstoff vor. Die Innenschicht ist bevorzugt auf der inneren Oberflächenschicht nahezu vollständig aus SiC und/oder Si aufgebaut oder durch SiC und/oder Si versiegelt. Mindestens beträgt der Massenanteil an freiem oder chemisch gebundenem Silicium an der inneren Oberflächenschicht jedoch 50 %, bevorzugt mindestens 55 %, und besonders bevorzugt mindestens 60 %. Unter "versiegelt" wird hier verstanden, daß die von der Oberfläche zugänglichen Poren vollständig oder nahezu vollständig (d. h. zu mindestens 90 %) verschlossen sind. Die Versiegelung erfolgt in vorteilhafter Weise durch einen partiellen Überschuß an Silicium bei der Flüssigsilicierung des C/C-Grünkörpers.

Bevorzugt ist der Massenanteil an freiem oder chemisch gebundenem Silicium in der Matrix der Innenschicht in der den Verbrennungsgasen abgewandten Außenseite höchstens 30 %. Es ist weiter bevorzugt, daß der Massenanteil an Kohlenstoff in der den Verbrennungsgasen abgewandten Außenseite der Innenschicht mindestens 95 % beträgt. In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform weisen die Verstärkungsfasern der Innenschicht eine mittlere Länge von mindestens 50 mm auf. Es ist ebenfalls bevorzugt, daß die Verstärkungsfasern der Außenschicht eine mittlere Länge von mindestens 50 mm aufweisen. Der Volumenanteil an Fasern in der Außenschicht ist bevorzugt mindestens 35 %. Der Kunststoff in der Außenschicht besteht in bevorzugter Weise aus carbonisierbaren Polymeren, wobei die Masse des Pyrolyserückstands dieser Polymeren mindestens 35 % der Masse der Polymeren beträgt. In einer weiteren bevorzugten

Ausführungsform ist die mittlere Dicke der Außenschicht geringer als die mittlere Dicke der Innenschicht.

Das Verfahren zur Herstellung des mehrschichtigen Verbundwerkstoffs umfaßt die
5 Schritte

1. Herstellung eines mit Kohlenstoffasern verstärkten Vorkörpers mit einer Matrix aus Kohlenstoff in Form der Innenschicht
 2. Silicierung zumindest der Innenseite des Vorkörpers mit einer Siliciumschmelze
 3. Umhüllen des silicierten Vorkörpers mit einem Polymer-imprägnierten Gewebe,
10 Polymer-imprägnierten Faserbündeln oder Polymer-imprägnierten Fasergelegen auf seiner Außenseite, wobei das Material der Fasern und Gewebe Kohlenstoff ist und das Polymer thermisch härtbar ist, und
 4. Aushärtung der durch Umhüllen gebildeten Außenschicht zur Bildung eines kohlenstoffaserverstärkten Kunststoffes.
- 15 Nach der Herstellung eines C/C-Vorkörpers auf bekannte Weise schließt sich die Flüssigsilicierung des porösen kohlenstoffhaltigen-Grünkörpers (C/C-Grünkörper) an, wobei zumindest die Innenseite der Innenschicht der hieraus gebildeten Düse, der Brennkammer oder des Rings zu C/SiC umgesetzt wird. Hierzu wird nach den bekannten Verfahren ein C/C-Grünkörper in Form der Innenschicht hergestellt, welcher
20 jedoch erfindungsgemäß direkt in einer endkonturnahen Form ausgeführt wird, um maximale mechanische Festigkeit aus der zur Verfügung stehenden Wandstärkegeometrie zu erzielen und eine möglichst kostengünstige Fertigung gewährleisten zu können. Dabei können Vorkörper mit Wandstärkensprüngen direkt hergestellt werden, wobei wegen den unterschiedlichen Festigkeitsanforderungen im
25 Bauteil sowie zur Ausbildung von Aufnahmen bzw. Unterstützung ausgeführt werden.

Der C/C-Grünkörper kann dabei aus Kurz- oder Langfasern, sowie aus gebündelten, insbesondere beschichteten Fasern aufgebaut sein. Bei Verwendung von Langfasern werden bevorzugt die Wickel- und die Prepregtechnik angewendet, um den Vorkörper
30 zur Herstellung des C/C-Grünkörpers aufzubauen. Dabei können mehrere Lagen von

Kohlenstoffaser-Gewebe oder Rovings übereinander gebracht werden. Die mittlere Faserlänge beträgt im Fall der Verwendung von Langfasern mindestens 50 mm.

Dieser Vorkörper wird in bekannter Weise zu einem C/C-Grünkörper carbonisiert. Wird
5 eine exakte Konturtreue und Maßhaltigkeit gefordert, so ist es bevorzugt, den Grünkörper mit einer geeigneten Vorrichtung zu stützen und gegen Verziehen zu befestigen. Es wird weiter bevorzugt, diesen Grünkörper ein- oder vorzugsweise mehrfach mit Kohlenstoff nachzuverdichten. Dies geschieht, indem der poröse Grünkörper mit flüssigen Harzen imprägniert wird und der imprägnierte Körper
10 anschließend unter Sauerstoff-Ausschluß erhitzt wird, wobei die Harze zunächst unter Bildung einer Duroplastphase abbinden oder härten, und die gehärteten Harze dann unter Bildung von Kohlenstoff-Rückständen zersetzt werden. Im darauffolgenden Schritt wird der C/C-Körper mit flüssigem Silicium infiltriert, wobei die Siliciumschmelze bevorzugt über die Innenseite des Innenmantels der später
15 ausgebildeten Düse, Brennkammer oder des Ringes zugeführt wird. In diesem Fall ergibt sich üblicherweise ein Silicium- bzw. SiC-Gradient mit abnehmender Konzentration von der Innen- zur Außenseite der Innenschicht, der gegebenenfalls auch bis auf nahezu 0 % auf der Außenseite der Innenschicht abnehmen kann. Bevorzugt beträgt der Massenanteil an Silicium (in gebundener und freier Form) in der äußeren
20 Zone des keramischen Verbundwerkstoffs höchstens 30 %. Nach der Silicierung werden die gebildeten Verbundwerkstoff-Körper keramisch bearbeitet, unter Ausbildung der erforderlichen Anschlüsse oder Befestigungsvor- oder -rücksprünge.

Hiernach wird auf die Außenseite die Außenschicht aus CFK aufgetragen. Die
25 Verstärkungsfasern haben dabei bevorzugt eine mittlere Länge von mindestens 50 mm. Bei der Verwendung von Langfasern können insbesondere die Wickeltechnik und die Prepregtechnik zur Umhüllung der Innenschicht des mehrschichtigen Verbundwerkstoffs mit dem Material der Außenschicht eingesetzt werden. Auch in diesem Fall können mehrere Lagen von Kohlenstoffaser-Gewebe oder -Rovings
30 übereinander angeordnet werden. Die Langfasern der Faserbündel, Rovings oder Gewebe werden dabei bevorzugt in Umfangsrichtung ausgerichtet und über die gesamte

Außenfläche des Innenmantels je nach Anforderung mit unterschiedlicher Wandstärke endkonturnah aufgebracht, besonders bevorzugt nur im Bereich der je nach Festigkeitsanforderungen notwendigen Fläche. Eine Bearbeitung der aufgetragenen CFK-Schicht findet vorzugsweise nicht statt. Die Langfasern sind mit härtbaren Kunststoffen durchsetzt und werden in bekannter Weise zum CFK ausgehärtet.

5

Als härtbare Kunststoffe werden Phenolharze, Epoxidharze, Polyesterharze, Polyurethanharze und siliciumorganische Polymere bevorzugt.

10 Die erfindungsgemäßen mehrschichtigen Verbundwerkstoffe eignen sich insbesondere zur Herstellung von Brennkammern und Düsen für Raketen.

Patentansprüche

1. Mehrschichtiger Verbundwerkstoff für Brennkammern oder Düsen von Flugkörpern, umfassend eine den Verbrennungsgasen zugewandte Innenschicht und
5 eine Außenschicht, dadurch gekennzeichnet, daß die Innenschicht eine faserverstärkte Keramik ist, deren Matrix Phasen aus Kohlenstoff und/oder Phasen aus Siliciumcarbid enthält, und daß die Außenschicht ein mit Kohlenstofffasern verstärkter Kunststoff ist.
2. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Matrix der
10 Innenschicht Phasen aus Siliciumcarbid sowie Phasen aus Kohlenstoff und/oder Phasen aus Silicium enthält.
3. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Matrix der Innenschicht einen von innen nach außen abnehmenden Gehalt an Siliciumcarbid
15 und/oder Silicium aufweist.
4. Verbundwerkstoff nach mindestens einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß der Massenanteil an freiem oder chemisch gebundenem Silicium in der Matrix der Innenschicht in der den Verbrennungsgasen zugewandten
20 Innenseite mindestens 50 % beträgt.
5. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Massenanteil an freiem oder chemisch gebundenem Silicium in der Matrix der Innenschicht in der den Verbrennungsgasen abgewandten Außenseite höchstens 30 %
25 beträgt.
6. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Massenanteil an Kohlenstoff in der den Verbrennungsgasen abgewandten Außenseite der Innenschicht mindestens 95 % beträgt.

7. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Verstärkungsfasern der Innenschicht eine mittlere Länge von mindestens 50 mm aufweisen.
- 5 8. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Verstärkungsfasern der Außenschicht eine mittlere Länge von mindestens 50 mm aufweisen.
9. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der
10 Volumenanteil an Fasern in der Außenschicht mindestens 35 % beträgt.
10. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Kunststoff in der Außenschicht aus carbonisierbaren Polymeren besteht, wobei die Masse des Pyrolyserückstands dieser Polymeren mindestens 35 % der Masse der Polymeren
15 beträgt.
11. Verbundwerkstoff nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die mittlere Dicke der Außenschicht geringer ist als die mittlere Dicke der Innenschicht.
- 20 12. Verfahren zur Herstellung von Brennkammern oder Düsen für Flugkörper, bestehend aus einer mit den Verbrennungsgasen in Verbindung stehenden Innenschicht und einer Außenschicht, umfassend die Schritte
1. Herstellung eines mit Kohlenstofffasern verstärkten Vorkörpers mit einer Matrix aus Kohlenstoff in Form der Innenschicht
- 25 2. Silicierung zumindest der Innenseite des Vorkörpers mit einer Siliciumschmelze
3. Umhüllen des silicierten Vorkörpers mit einem Polymer-imprägnierten Gewebe, Polymer-imprägnierten Faserbündeln oder Polymer-imprägnierten Fasergelegen auf seiner Außenseite, wobei das Material der Fasern und Gewebe Kohlenstoff ist und das Polymer thermisch härtbar ist, und
- 30 4. Aushärtung der durch Umhüllen gebildeten Außenschicht zur Bildung eines kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffes.

13. Verfahren nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, daß die Siliciumschmelze für die Silicierung des Vorkörpers im wesentlichen von der Innenseite des Vorkörpers zugeführt wird.

5

14. Verfahren nach Anspruch 13, dadurch gekennzeichnet, daß die Siliciumschmelze im Unterschuß zugegeben wird, so daß der Siliciumgehalt in dem silicierten Vorkörper von innen nach außen hin abnimmt.

10 15. Verfahren nach Anspruch 14, dadurch gekennzeichnet, daß nur so viel Siliciumschmelze zugeführt wird, daß der Massenanteil an freiem oder chemisch gebundenem Silicium auf der den Verbrennungsgasen abgewandten Außenseite des Vorkörpers höchstens 30 % beträgt.

15 16. Verfahren nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, daß die Faserverstärkung des C/C-Körpers durch mehrere Lagen an Kohlenstoffasergewebe und/oder Kohlenstoffaserroving aufgebaut ist.

20 17. Verfahren nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, daß die Langfaserverstärkung der Außenschicht durch mehrere Lagen von Kohlenstoffasergewebe und/oder Kohlenstoffaser-Rovings aufgebaut ist.

25 18. Verfahren nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, daß die Kunststoffe der Außenschicht ausgewählt sind aus Phenolharzen, Polyestern, Epoxidharzen, Polyurethanen und siliciumorganischen Polymeren.

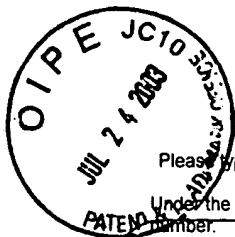
19. Verwendung von Verbundwerkstoffen nach Anspruch 1 in Brennkammern oder Düsen von Raketenflugkörpern.

30

Zusammenfassung:

Verbundwerkstoff für Brennkammern oder Düsen von Flugkörpern, umfassend eine den Verbrennungsgasen zugewandte Innenschicht und eine Außenschicht, dadurch
5 gekennzeichnet, daß die Innenschicht eine faserverstärkte Keramik ist, deren Matrix
Phasen aus Kohlenstoff und/oder Phasen aus Siliciumcarbid enthält, und daß die
Außenschicht ein mit Kohlenstofffasern verstärkter Kunststoff ist, Verfahren zu deren
Herstellung sowie Brennkammern und Düsen für Raketenflugkörper aus diesen
Verbundwerkstoffen

10



0120

Please type a plus sign (+) inside this box



PTO/SB/21 (08-00)

Approved for use through 10/31/2002. OMB 0651-0031

U.S. Patent and Trademark Office: U.S. DEPARTMENT OF COMMERCE

Under the Paperwork Reduction Act of 1995, no persons are required to respond to a collection of information unless it displays a valid OMB control number.

TRANSMITTAL FORM

(to be used for all correspondence after filing)

| | |
|------------------------|---------------|
| Application Number | 10/613,822 |
| Filing Date | July 3, 2003 |
| First Named Inventor | Bodo BENITSCH |
| Group Art Unit | |
| Examiner Name | |
| Attorney Docket Number | 02/094 SGL |

Total Number of Pages in This Submission

ENCLOSURES (check all that apply)

| | | |
|---|---|---|
| <input type="checkbox"/> Fee Transmittal Form <input type="checkbox"/> Fee Attached Amendment / Response <input type="checkbox"/> After Final <input type="checkbox"/> Affidavits/declaration(s) Extension of Time Request 2 month Express Abandonment Request <input type="checkbox"/> Information Disclosure Statement <input checked="" type="checkbox"/> Certified Copy of Priority Document(s) <input type="checkbox"/> Response to Missing Parts/Incomplete Application <input type="checkbox"/> Response to Missing Parts under 37 CFR 1.52 or 1.53 | <input type="checkbox"/> Assignment Papers (for an Application) <input type="checkbox"/> Drawing(s) <input type="checkbox"/> Licensing-related Papers <input type="checkbox"/> Petition <input type="checkbox"/> Petition to Convert a Provisional Application <input type="checkbox"/> Power of Attorney, Revocation Change of Correspondence Address <input type="checkbox"/> Terminal Disclaimer <input type="checkbox"/> Request for Refund <input type="checkbox"/> CD, Number of CD(s) _____ | <input type="checkbox"/> After Allowance Communication to Group <input type="checkbox"/> Appeal Communication to Board of Appeals and Interferences <input type="checkbox"/> Appeal Communications to Group (Appeal Notice, Brief, Reply Brief) <input type="checkbox"/> Proprietary Information <input type="checkbox"/> Status Letter <input checked="" type="checkbox"/> Additional Enclosure(s) (please identify below): Postcard Receipt Limited Recognition Form |
| Remarks | | |

SIGNATURE OF APPLICANT, ATTORNEY OR AGENT

| | |
|-------------------------------|--|
| Firm Or Individual Name | ProPat, L.L.C. 2912 Crosby Road Charlotte, NC 28211-2815 |
| Signature | |
| Date | July 22, 2003 |

CERTIFICATE OF TRANSMISSION/MAILING

I hereby certify that this correspondence is being facsimile transmitted to the USPTO or deposited with the United States Postal Service with sufficient postage as first class mail in an envelope addressed to: Commissioner for Patents, P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450 on the date shown below.

| | | | |
|-----------------------|---------------|------|---------------|
| Typed or printed name | Claire Wygand | | |
| Signature | | Date | July 22, 2003 |

SEND TO: Commissioner for Patents, P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450